

**NASKAH PUBLIKASI
KARYA ILMIAH**

**ANALISA AERODINAMIKA *FLAP* DAN *SLAT* PADA
AIRFOIL NACA 2410 TERHADAP KOEFISIEN *LIFT* DAN
KOEFISIEN *DRAG* DENGAN METODE *COMPUTATIONAL
FLUID DYNAMIC***



Abstraksi Tugas Akhir ini disusun untuk memenuhi sebagian persyaratan
memperoleh derajat Sarjana S1 pada Jurusan Teknik Mesin
Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Surakarta

Disusun Oleh

TRI HARTANTO
D 200 100 080

**JURUSAN TEKNIK MESIN FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SURAKARTA
OKTOBER 2015**

HALAMAN PENGESAHAN

Naskah publikasi berjudul "**ANALISA AERODINAMIKA FLAP DAN SLAT PADA AIRFOIL NACA 2410 TERHADAP KOEFISIEN LIFT DAN KOEFISIEN DRAG DENGAN METODE COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC**", telah disetujui Pembimbing dan disahkan Ketua Jurusan sebagai syarat untuk memperoleh derajat sarjana S1 pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Surakarta.

Dipersiapkan oleh:

Nama : **TRI HARTANTO**

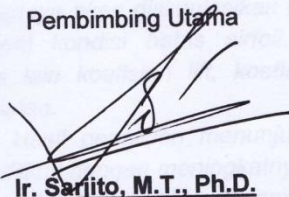
NIM : **D. 200 100 080**

Disetujui pada

Hari : Rabu

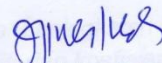
Tanggal : 4 November 2015

Pembimbing Utama



Ir. Sarjito, M.T., Ph.D.

Pembimbing Pendamping



Nur Aklis, S.T., M.Eng.

Mengetahui
Ketua Jurusan



Tri Widodo BR. ST. MSc., Ph.D.

**ANALISA AERODINAMIKA FLAP DAN SLAT PADA AIRFOIL NACA
2410 TERHADAP KOEFISIEN LIFT DAN KOEFISIEN DRAG DENGAN
METODE COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC**

Tri Hartanto, Sarjito, Nur Aklis
Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Surakarta
Jl.A.Yani Tromol Pos 1 Pabelan, Kartasura
Email : tri.hartanto3@gmail.com

ABSTRAKSI

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk melakukan permodelan dan simulasi perilaku aerodinamika airfoil NACA 2410 yang dilengkapi dengan flap dan slat menggunakan software Ansys 14.5 – CFD. Selain itu untuk mendapatkan fenomena aliran fluida yang terjadi disekitar airfoil, sehingga koefisien lift dan koefisien drag airfoil akan diketahui dan akan diperoleh perbedaan airfoil NACA 2410 yang dilengkapi flap dan slat dengan yang tidak dilengkapi flap dan slat.

Dalam proses simulasi akan dilakukan dengan variasi pada berbagai sudut serang. Permodelan NACA 2410 diambil dari software designFoil kemudian menyesuaikan ukuran dan panjang chord airfoil pada Autocad kemudian desain akan di ekspor ke solidwork untuk penambahan desain flap dan slat serta pengaturan sudut serang. Selanjutnya akan disimulasikan pada software Ansys dengan pengaturan berbagai kondisi batas airfoil. Parameter-parameter yang dihasilkan antara lain koefisien lift, koefisien drag, serta distribusi tekanan dan kecepatan.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang akan diikuti dengan meningkatnya koefisien lift dan koefisien drag. Namun pada airfoil NACA 2410 dengan flap dan slat menghasilkan koefisien lift dan koefisien drag yang lebih tinggi dibanding dengan airfoil tanpa flap dan slat. Koefisien lift maksimal ketika airfoil berada pada sudut serang 20° dengan pengaturan flap pada sudut defleksi 30° serta slat pada jarak x 4% chord, dan sudut slat -2° .

Kata kunci : Flap, Slat, Koefisien Lift, Koefisien Drag, Airfoil, Ansys

PENDAHULUAN

Besaran gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap tergantung pada bentuk *airfoil*, daerah sayap dan juga kecepatan pesawat. Saat lepas landas dan mendarat kecepatan pesawat relatif rendah, padahal diperlukan kecepatan yang tinggi untuk memperoleh gaya angkat yang besar. Sedangkan ketika mendarat diperlukan kecepatan rendah serta memberikan efek pengereman tinggi yang bertujuan untuk mendarat mulus dan jarak luncur relatif pendek. Sehingga untuk mendapatkan hasil tersebut desainer pesawat mencoba untuk meningkatkan area sayap dan mengubah bentuk *airfoil* dengan menempatkan beberapa bagian yang bergerak di *leading edge* dan *trailing edge*. Bagian di *leading edge* disebut *slat*, sementara bagian di *trailing edge* disebut *flap*. *Flap* dan *slat* bergerak sepanjang lintasan logam yang ditempatkan pada sayap. Memindahkan *flap* ke belakang atau mengubah sudut defleksi *flap* dan *slat* ke arah depan meningkatkan luasan sayap. *Leading edge slat* dan *trailing edge flap* ke bawah akan meningkatkan luasan efektif *airfoil*, sehingga meningkatkan gaya *lift* dari pesawat. Selain itu, daerah proyeksi luasan *flap* meningkatkan hambatan pesawat, sehingga ini akan membantu pesawat memperlambat untuk mendarat.

ANSYS adalah *software* dengan program paket yang dapat memodelkan elemen hingga untuk menyelesaikan masalah yang berhubungan dengan mekanika, termasuk di dalamnya masalah statik, dinamik, analisis struktural (baik linier maupun nonlinier), masalah perpindahan panas, masalah fluida dan juga masalah yang berhubungan dengan akustik dan elektromagnetik.

Oleh karena itu, upaya peningkatan performa dari pesawat dengan melakukan penelitian mengenai *airfoil* menggunakan *flap* dan *slat* akan terus berkembang guna memperoleh

hasil yang optimal. Penggunaan *software* dalam menganalisa desain suatu *flap* dan *slat* bertujuan untuk memperoleh hasil optimal dalam kinerjanya. Jadi dalam tugas akhir ini akan menganalisa aerodinamika *flap* dan *slat* terhadap *coefficient lift* dan *coefficient drag* pada *airfoil* NACA 2410 secara komputasional dengan *software* Ansys 14.5 – CFD

RUMUSAN MASALAH

1. Bagaimana pengaruh penambahan *flap* dan *slat* pada *airfoil* sayap suatu pesawat, khususnya *airfoil* NACA 2410.
2. Bagaimana karakteristik distribusi tekanan, kecepatan dan hubungan dengan C_L dan C_D pada *airfoil* yang menggunakan *flap* dan *slat* dengan *software* Ansys 14.5 – CFD.

BATASAN MASALAH

1. Fluida yang digunakan adalah gas, yaitu udara, dengan rincian :
 - a. Gas Ideal
 - b. Kecepatan *Subsonic*
 - c. Aliran udara dalam kondisi *Steady Flow*
2. Hasil analisa studi akan dilakukan dengan cara komputasi.
3. Model yang akan diuji adalah *Airfoil* NACA 2410 dengan menggunakan *flap* tipe *fowler flap* dan *slat*.
4. Parameter variasi akan dilakukan pada sudut serang *airfoil*.

TUJUAN PENELITIAN

1. Untuk melakukan permodelan dan simulasi perilaku aerodinamika *airfoil* NACA 2410 yang dilengkapi dengan *flap* dan *slat* menggunakan *software* Ansys 14.5 – CFD
2. Mendiskripsikan karakteristik koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada *airfoil* NACA 2410 dengan *flap* dan *slat* secara komputasional dengan *software* Ansys 14.5 – CFD
3. Untuk mendiskripsikan fenomena aliran yang terjadi pada *airfoil* di

berbagai sudut serang *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat*.

4. Untuk mendiskripsikan perbedaan *airfoil* menggunakan *flap* dan *slat* dengan *airfoil* tanpa menggunakan *flap* dan *slat*.

TINJAUAN PUSTAKA

Prabhakar, A. dkk (2013), melakukan penelitian terhadap *airfoil* NACA 2412 yang dilengkapi dengan MAV (*Micro Air Vehicle*) atau komponen pendukung pada sayap *airfoil* NACA 2412 yang disebut dengan MAV NACA 2412 *wing*. Komponen pendukung tersebut yaitu *flap* dan *slat*, dimana *slat* menggunakan profil NACA 2415, sedangkan *flap* menggunakan profil NACA 2412 dengan tipe *double slotted flap*. Arvind Prabhakar melakukan analisa pada MAV NACA 2412 dengan metode CFD pada *software* Ansys 14.0. Penelitian tersebut bertujuan memperoleh konfigurasi gaya angkat terbesar pada saat pesawat melakukan *take off*. Dan diperoleh hasil bahwa konfigurasi MAV NACA 2412 paling ideal adalah saat *flap* berada pada posisi *extended* 40° dan sudut *stall* saat gaya angkat MAV NACA 2412 terjadi pada sudut *angle of attack* 54° dan sudut *angle of attack* 20° pada NACA 2412 yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat*.

Suyitnadi (2000), melakukan penelitian dengan menganalisa kinerja *flap* sebagai penambahan koefisien gaya angkat dari pesawat. Penelitian yang dilakukan dengan proses simulasi yang menggunakan *wind tunnel* dengan objek *airfoil* NACA 0015. Suyitnadi melakukan variasi sudut serang dari *airfoil* yaitu $-3^\circ, 0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 13^\circ$, dan 14° dan variasi defleksi dari *flap* sebesar $15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$ dan 60° . Dari hasil penelitian tersebut diperoleh hasil bahwa setiap penambahan defleksi *flap* akan menghasilkan peningkatan C_{Lmax} dan penurunan α_{stall} , sehingga *slope* kurva C_L versus α semakin bergeser ke kiri. Dengan semakin bergesernya kurva C_L

versus α ke kiri, maka pada sudut α kecil bahkan negatif tetap menghasilkan gaya angkat (C_L positif). Setiap penambahan defleksi *flap* juga menghasilkan penambahan gaya hambat yang terlihat pada peningkatan C_D . Jadi ketika proses pendaratan terjadi digunakan sayap dengan defleksi *flap* maksimal yaitu 60° .

Srikavya, P.B. dkk (2014), melakukan penelitian dengan menganalisa CFD aerodinamika pada *High-Lift Multi Element* sayap pesawat Airbus A380. Penelitian ini dilakukan dengan 3 metode analisa, yaitu ketika pesawat melakukan *takeoff*, *cruising*, dan *landing*. Dari penelitian didapatkan hasil grafik yang linier, dimana semakin besar *angle of attack* dari *airfoil* maka semakin besar pula nilai koefisien *lift*. Kondisi tersebut diambil ketika *flap* dan *slat* terbuka, dan ketika nilai koefisien *lift* meningkat maka akan diikuti nilai koefisien *drag* yang semakin besar pula. Dalam hal ini *slat* berpengaruh dalam meningkatkan *angle of attack*.

Febriyanto, N. (2014), melakukan penelitian dengan membandingkan karakteristik *airfoil* NACA 0012 dengan NACA 2410 terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada berbagai variasi sudut serang dengan metode CFD (*Computational Fluid Dynamic*) menggunakan *software* Ansys 12.1. Dimana untuk metode simulasi numerik dengan CFD dilakukan dengan memvariasikan sudut serang dan juga memvariasikan jenis *airfoil*, yaitu *airfoil* simetri dan *airfoil* tidak simetri. Variasi sudut serang yang digunakan untuk masing-masing jenis *airfoil* yaitu $-8^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$. Dari hasil simulasi CFD yang dilakukan akan diperoleh kontur kecepatan, kontur tekanan, dan gaya yang bekerja pada *airfoil*. Dari hasil penelitian diperoleh untuk kontur tekanan dan kecepatan menghasilkan kontur yang berbeda-beda, dan semakin besar sudut serang *airfoil* maka semakin besar pula tekanan yang terjadi pada *leading*

edge untuk kedua jenis *airfoil*. Sedangkan pada *airfoil* Naca 0012 menghasilkan koefisien *lift* lebih rendah dibanding *airfoil* Naca 2410 pada sudut serang 20^0 . Serta nilai koefisien *drag* dari hasil simulasi menunjukkan *airfoil* Naca 0012 menghasilkan koefisien *drag* lebih rendah dibandingkan dengan Naca 2410.

Dari beberapa penelitian diatas, dalam penelitian ini akan diuraikan mengenai analisa aerodinamika pada *airfoil* Naca 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada berbagai sudut serang dengan menggunakan *software* *Ansys* 14.5 – CFX. Disamping itu juga akan ditampilkan koefisien *lift* dan *drag* pada kondisi tertentu dengan melakukan optimasi pada *flap* dan *slat* untuk mencari kondisi paling ideal dari *flap* dan *slat*, karena dalam penelitian sebelumnya belum banyak penjelasan dan keterangan mengenai posisi dari *flap* dan *slat*. Dalam penelitian ini bertujuan untuk melakukan studi perbandingan karakteristik *airfoil* pada Naca 2410 yang dilengkapi dengan *flap* dan *slat* serta *airfoil* yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat*. Nilai dari koefisien *lift* dan *drag* akan menjadi parameter posisi paling ideal dari *airfoil* Naca 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* dengan yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat*.

LANDASAN TEORI

Koefisien *Lift*

Koefisien *Lift* adalah gaya resultan yang tegak lurus terhadap arah kecepatan hulu.

$$C_L = \frac{F_{Lift}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \dots\dots\dots(1)$$

Koefisien *Drag*

Koefisien *Drag* adalah bilangan yang menunjukkan besar kecilnya tahanan fluida yang diterima oleh suatu benda. Harga koefisien *drag* yang kecil menunjukkan hambatan fluida yang

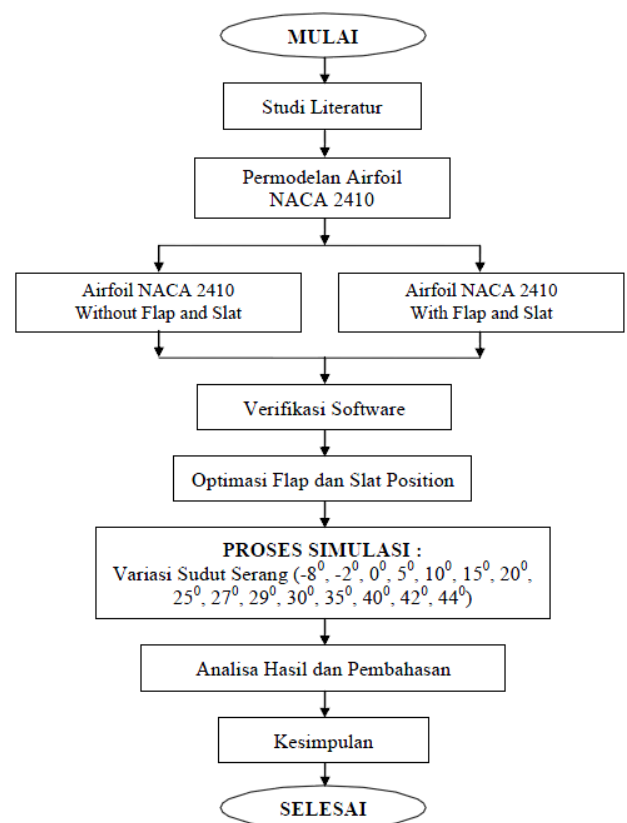
diterima benda saat berjalan adalah kecil, dan begitu juga sebaliknya.

$$C_D = \frac{F_{Drag}}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \dots\dots\dots(2)$$

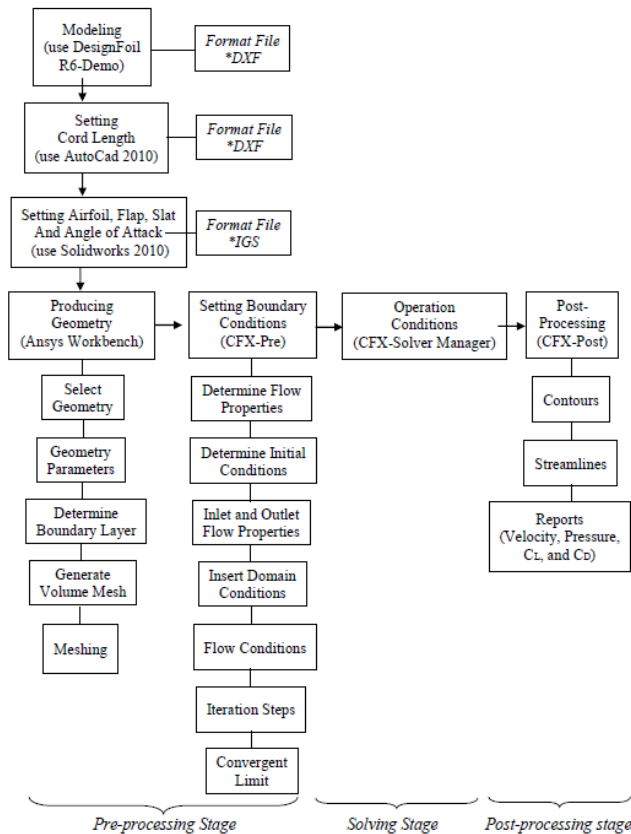
Dimana : C_L = Koefisien Lift
 C_D = Koefisien *drag*
 F_{Lift} = Gaya Angkat (N)
 F_{Drag} = Gaya hambat (N)
 V = Kecepatan fluida (m/s)
 A = Luas frontal (m²)
 ρ = Massa jenis fluida (kg/m³)

METODOLOGI PENELITIAN

Diagram alir penelitian



Gambar 1. Diagram alir penelitian



Gambar 2. Diagram alir proses simulasi

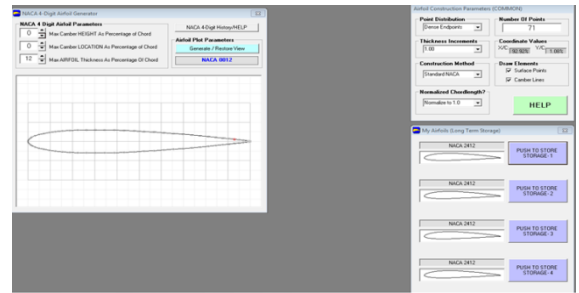
Optimasi Flap dan Slat Position

Proses optimasi flap dan slat dilakukan untuk mengetahui posisi dari flap dan slat yang paling ideal, yaitu dengan bervariasikan berbagai posisi flap dan slat di solidwork, kemudian di simulasikan di software Ansys 14.5. Hasil simulasi akan diambil nilai koefisien lift yang tinggi ataupun ideal.

Langkah-langkah Proses Simulasi

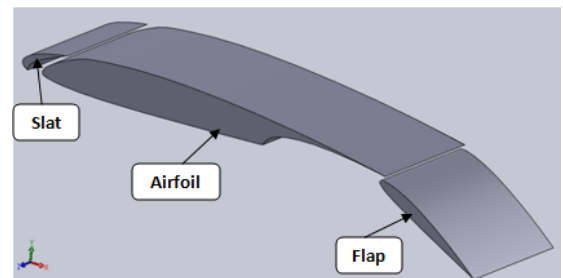
Dari gambar 2. Menunjukkan diagram alir proses simulasi yang menjelaskan urutan penelitian yang mencakup urutan rangkaian proses simulasi sebagai berikut:

1. Pembuatan model dengan software designFoil. Terdapat beberapa pilihan model sesuai standar NACA seperti pada gambar 3.

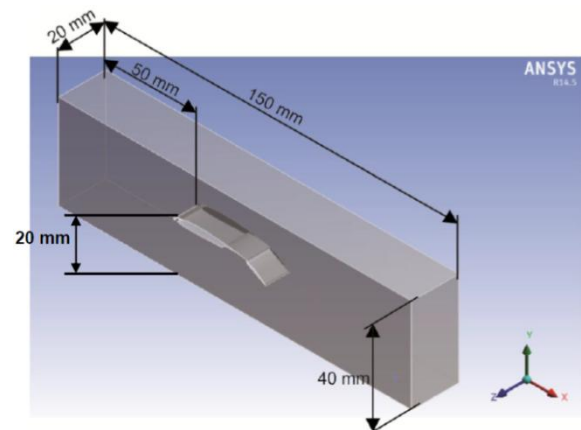


Gambar 3. Permodelan koordinat airfoil NACA 2410 pada software designFoil.

2. Model diubah panjang chord di software AutoCad dengan panjang 30 mm karena panjang chord pada software DesignFoil hanya sebesar 2,78 mm.
3. Pembuatan model flap dan slat pada software Solidwork. Profil flap adalah NACA 2410 dengan ukuran 10 mm, sedangkan slat dibuat berdasarkan koordinat standar slat NACA. Setelah itu di extrude 10 mm dan disesuaikan sudut serang airfoil pada Solidwork.



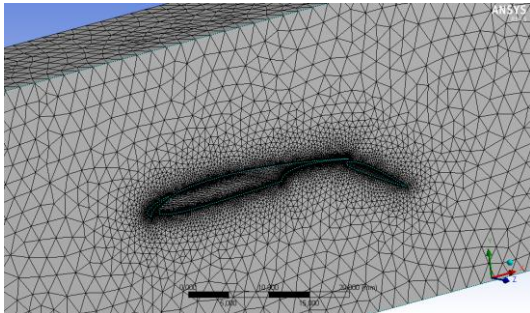
Gambar 4. Hasil extrude airfoil NACA 2410 dengan flap dan slat pada Solidwork



Gambar 5. Penampang Airfoil yang diberi batasan pada ansys 14.5 workbench

4. Proses Meshing

Unstructured mesh diaplikasikan pada proses *meshing*, dimana hasilnya nanti akan membagi menjadi 3 bentuk *cells*, yaitu *tetrahedral*, *prismatic*, dan *pyramid*. Lapisan batas disekitar permukaan airfoil dibuat 5 lapisan batas.



Gambar 6. Hasil Meshing

5. Menentukan material properti

a. Properti *domain*

Simulasi menggunakan fluida tipe *air ideal gas* pada tekanan 1 atm. Model *turbulence* menggunakan tipe *shear stress transport*.

b. Pengaturan kondisi batas

Dalam simulasi akan diatur dengan aliran udara bebas dengan kecepatan 80 m/s. Sisi kanan, atas dan bawah dibuat aliran bebas, antara fluida dan dinding. Airfoil dibuat tanpa ada gesekan dengan dinding, yang mana permukaan dari airfoil, flap dan slat mempunyai kecepatan fluida nol.

6. Tahap Solver

Pada tahap ini dilakukan proses penghitungan data-data yang sudah di input dengan persamaan yang terlibat secara iteratif. Artinya penghitungan dilakukan hingga hasil menuju error terkecil atau hingga mencapai nilai yang *konvergen*

7. Tahap Post Processing

Pada tahap ini, hasil perhitungan ditampilkan ke dalam gambar, grafik bahkan animasi dengan *contour plot* tekanan, plot kecepatan, nilai gaya yang bekerja dan aliran *streamline*.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Verifikasi Software

Pada bagian distribusi tekanan untuk kedua model bisa dihitung untuk membandingkan apakah hasilnya sama apabila menggunakan cara perhitungan analitis dan komputasi CFD. Untuk perhitungan tekanan secara analitis menggunakan persamaan *Bernoulli*.

Tabel 1. Data hasil verifikasi software

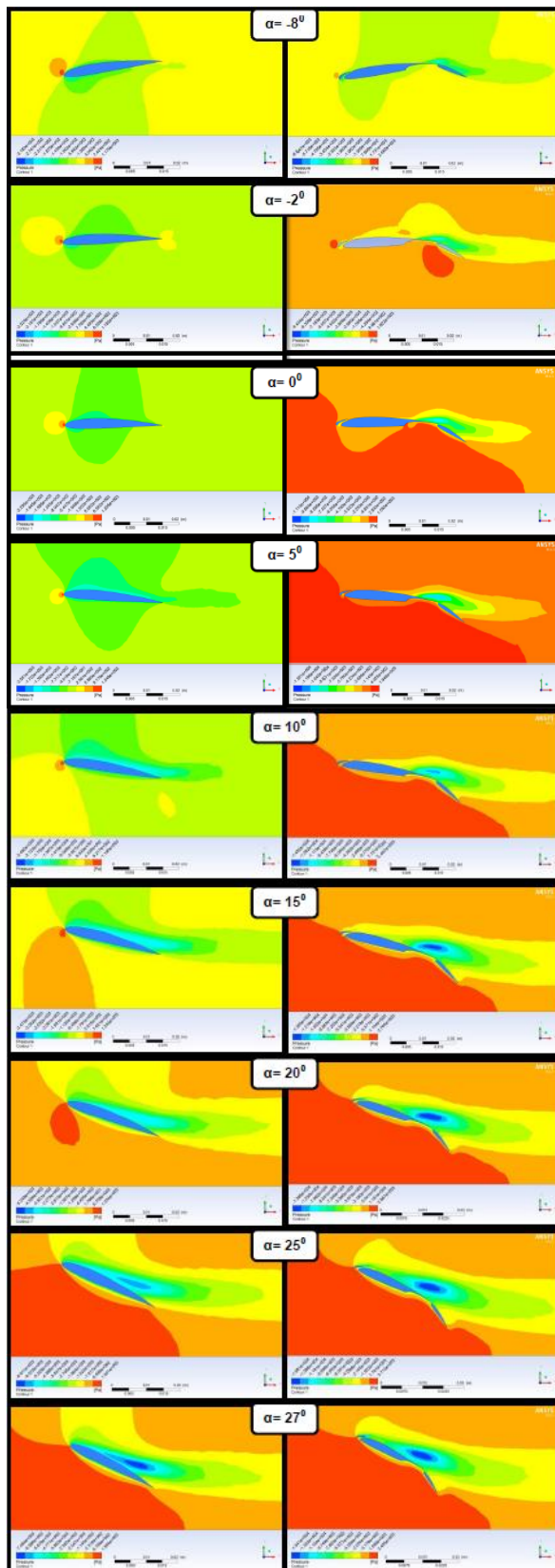
Model	Komputasi CFD	Analitis
NACA 2410 without Flap & slat	414,978 Pa	412,51 Pa
NACA 2410 with Flap & slat	919,53 Pa	913,52 Pa
% kesalahan	0,6%	0,66%

Optimasi flap dan slat Position

Flap disimulasikan pada sudut defleksi 0° , 15° , 30° , 45° , 60° . Sedangkan slat disimulasikan pada jarak x : 0% *chord*, 2% *chord*, 4% *chord*, 6% *chord*, 8% *chord*, dan 10% *chord* dan sudut delta (δ) slat yaitu -4° , -2° , 0° , 4° , 8° , 12° , 16° .

Tabel 2. Hasil optimasi flap dan slat

Defleksi flap	30°
Jarak x slat	4% <i>chord</i> atau 1,2 mm
Sudut δ	-2°



Gambar 7. Kontur Tekanan NACA 2410 dengan *flap* *slat* dan NACA 2410 tanpa *flap* *slat*

Sudut serang -8°

Pada kedua kondisi *airfoil* terlihat bahwa tekanan diujung *airfoil* (*leading edge*) sama-sama mempunyai tekanan yang besar yang ditunjukkan dengan gradasi warna merah, tetapi tekanan terbesar terjadi pada *airfoil* NACA 2410 tanpa *flap* dan *slat* yang terjadi di bagian atas *leading edge*. Kedua kondisi *airfoil* mengalami gaya dorong ke bawah karena mempunyai sudut serang negatif, tetapi lebih besar pada *airfoil* tanpa *flap* dan *slat*.

Sudut serang -2°

Tekanan pada bagian *leading edge* untuk *airfoil* NACA 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* lebih besar dibanding *airfoil* NACA 2410 tanpa *flap* dan *slat*. Tekanan besar juga terjadi pada bagian bawah *flap* dan sekitar area *airfoil* yang ditunjukkan gradasi warna merah dan coklat.

Sudut serang 0°

Pada *airfoil* NACA 2410 tanpa *flap* dan *slat* tekanan terbesar hanya terjadi pada bagian *leading edge* yang ditunjukkan gradasi warna merah dan kuning. Sedangkan tekanan terbesar pada *airfoil* Naca 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* terjadi pada bagian *leading edge* serta pada permukaan dibawah *airfoil* dan *flap* yang ditunjukkan merah dominan dibawah permukaan *airfoil*.

Sudut serang 5°

Dari kedua gambar di atas, ditunjukkan bahwa *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* dengan tanpa *flap* dan *slat* sama-sama mengalami *Lift* ke atas, tetapi *Lift* untuk *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* lebih besar dari pada tanpa *flap* dan *slat*. Hal tersebut di tunjukkan oleh gradasi warna pada bagian atas *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* berwarna orange sedangkan pada bagian bawah berwarna merah berdasarkan skala warna merah lebih besar tekanannya daripada warna orange. Gaya *drag* yang

terjadi pada *airfoil* dengan *flap* dan *slat* lebih besar daripada tanpa *flap* dan *slat* yang ditunjukkan pada gradasi warna merah yang lebih besar.

Sudut serang 10°

Tekanan pada bagian *leading edge* untuk *airfoil* NACA 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* lebih besar dibanding *airfoil* NACA 2410 tanpa *flap* dan *slat*. Tekanan terbesar terjadi pada bagian bawah *flap* dan sekitar area bawah *airfoil* yang ditunjukkan warna merah dominan.

Sudut serang 15°

Tekanan pada *leading edge* untuk *airfoil* NACA 2410 yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* lebih kecil dibanding dengan yang dilengkapi *flap* dan *slat*. Perbedaan jelas terlihat pada gambar diatas dengan nilai tekanan untuk *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* yaitu 2765,24 Pa serta pada *airfoil* Naca 2410 tanpa *flap* dan *slat* sebesar 1232,65 Pa, yang ditunjukkan warna coklat dan kuning dominan. Kedua *airfoil* sama-sama mengalami gaya *Lift* ke atas, tetapi gaya *Lift* pada *airfoil* NACA 2410 tanpa *flap* dan *slat* tidak sebesar *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat*.

Sudut serang 20°

NACA 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* menghasilkan warna merah lebih besar dibanding dengan *airfoil* yang tidak dilengkapi dengan *flap* dan *slat*. Warna merah pada *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* tersebut menunjukkan nilai tekanan tertinggi yaitu sebesar 2866,83 Pa. Sedangkan nilai tekanan tertinggi pada *airfoil* tanpa *flap* dan *slat* sebesar 1333,99 Pa, yang berada di bawah *leading edge airfoil*. *airfoil* NACA 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* mengalami tekanan pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar dibanding tanpa *flap* dan *slat*, hal ini terjadi karena perbedaan kondisi *airfoil*. Hal ini menyebabkan *airfoil* yang

dilengkapi *flap* dan *slat* menghasilkan gaya angkat lebih besar dibanding tanpa *flap* dan *slat* pada sudut serang 20°.

Sudut serang 25°

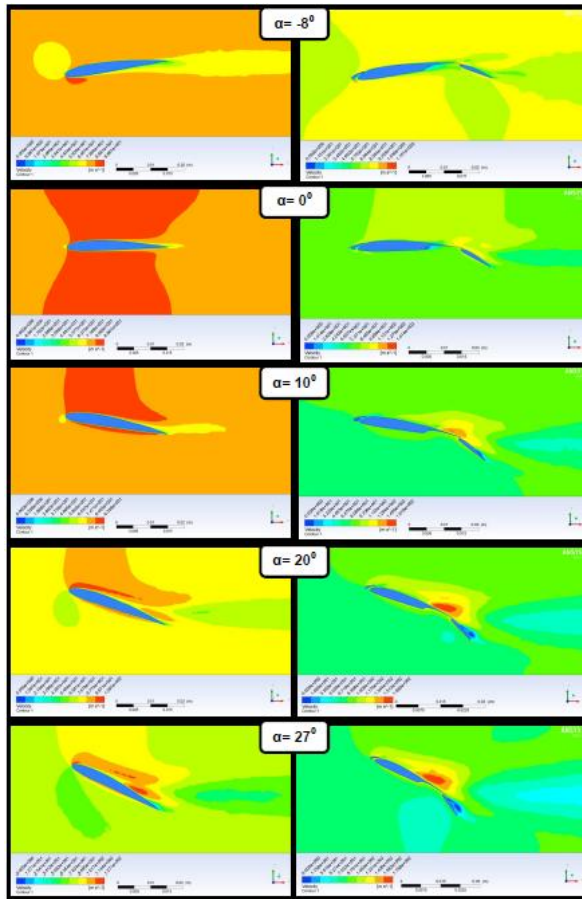
Pada gambar diatas menunjukkan tekanan terbesar berada dibawah permukaan *airfoil* pada kedua kondisi *airfoil* diatas. Tekanan tertinggi untuk *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* yaitu sebesar 3713 Pa, sedangkan untuk *airfoil* yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* sebesar 1501 Pa. Tekanan yang terjadi dibawah *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* lebih besar dibanding diatas *airfoil* yang ditunjukkan kontur warna merah pekat dibawah *airfoil*, hal ini mengakibatkan terjadinya gaya angkat yang besar.

Sudut serang 27°

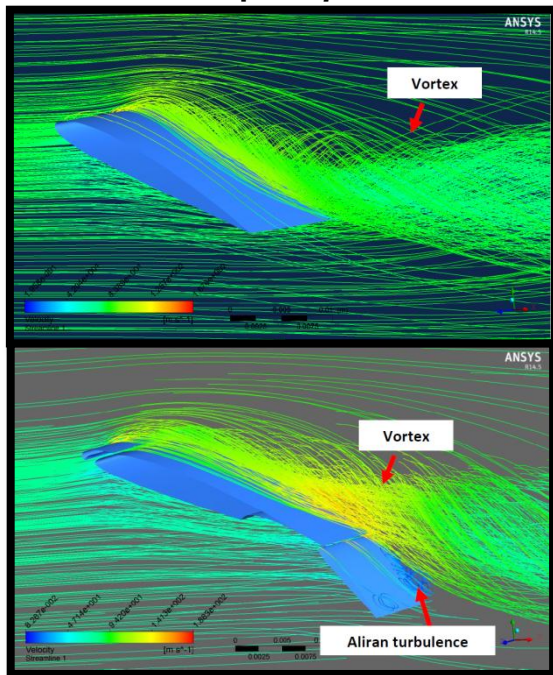
Kondisi yang hampir sama dengan sudut serang 25° terjadi pada sudut serang 27°, dimana tekanan dibawah *airfoil* pada kedua kondisi menunjukkan tekanan tertinggi yang ditunjukkan dengan kontur warna merah pada gambar diatas. Sedangkan tekanan terendah juga terjadi pada kedua kondisi *airfoil* yang terjadi diatas permukaan *airfoil* yang ditunjukkan kontur warna biru. Tekanan terendah pada *airfoil* yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* sebesar -7494 Pa, dan sebesar -1541 Pa pada *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat*.

Dari hasil keterangan di atas dapat diperlihatkan hasil distribusi tekanan pada gambar 7.

Sedangkan kondisi aliran fluida dan kecepatan antara *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* dengan yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* diperlihatkan pada gambar 8 dan berikut:



Gambar 8. Kontur Kecepatan NACA 2410 dengan *flap slat* dan NACA 2410 tanpa *flap slat*



Gambar 9. Streamline kecepatan dalam 2D dan 3D pada sudut serang 20°

Koefisien *Lift* dan Koefisien *Drag*

Koefisien *lift* dan koefisien *drag* didapat dengan mengambil data dari gaya *lift* dan gaya *drag* hasil simulasi pada kedua kondisi *airfoil*. Simulasi dilakukan dengan bervariasi sudut serang *airfoil* sampai mendapatkan gaya *lift* maksimal. Untuk mencari CL dan CD dilakukan perhitungan sebagai berikut :

$$CL = \frac{F_{Lift}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}$$

$$CL = \frac{1,67032 \text{ N}}{\frac{1}{2} \cdot 1,187 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(80 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 0,000398 \text{ m}^2}$$

$$CL = 1,163$$

$$CD = \frac{F_{Drag}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}$$

$$CD = \frac{0,639475 \text{ N}}{\frac{1}{2} \cdot 1,187 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \left(80 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 0,000049 \text{ m}^2}$$

$$CD = 1,297$$

Untuk perhitungan koefisien *lift* dan koefisien *drag* pada berbagai sudut serang, menggunakan Microsoft excel untuk mempermudah proses perhitungan. Dari hasil perhitungan didapatkan nilai CL dan CD dari masing-masing *airfoil* sebagai berikut:

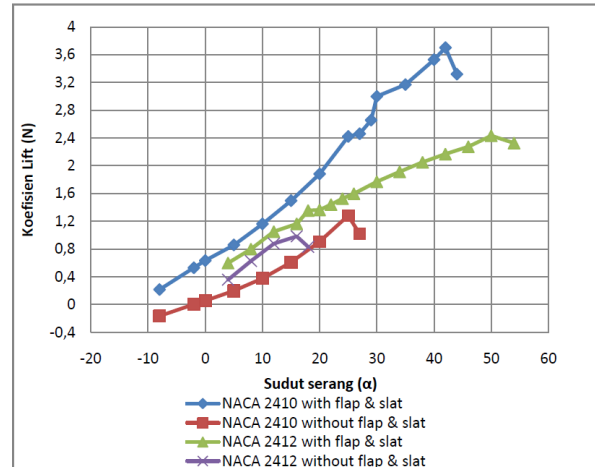
Tabel 3 . Nilai koefisien *lift* Airfoil pada berbagai sudut serang

Angle of Attack (dalam derajat)	Koefisien Lift (CL)	
	NACA 2410 without flap and slat	NACA 2410 with flap and slat
-8	-0,163754	0,21685
-2	0,00624	0,53051
0	0,057239	0,6347
5	0,198227	0,19823
10	0,378228	0,37823
15	0,608417	1,49786
20	0,9074403	1,88313
25	1,2813	2,42312
27	1,021092	2,4622
29	STALL	2,65853
30		3,00071
35		3,17027
40		3,52932
42		3,70292
44		3,32063
46		STALL

Tabel 4 . Nilai koefisien *Drag* Airfoil pada berbagai sudut serang

Angle of Attack (dalam derajat)	Koefisien Drag (Co)	
	NACA 2410 without flap and slat	NACA 2410 with flap and slat
-8	0,185398	0,67888
-2	0,160322	0,917022
0	0,177442	0,994789
5	0,237959	1,111409
10	0,322222	1,296815
15	0,467909	1,469353
20	0,678172	1,667908
25	0,956415	1,885904
27	1,106881	1,988174
29		2,099933
30		2,346859
35		2,466378
40		2,767812
42		2,919197
44		3,097746

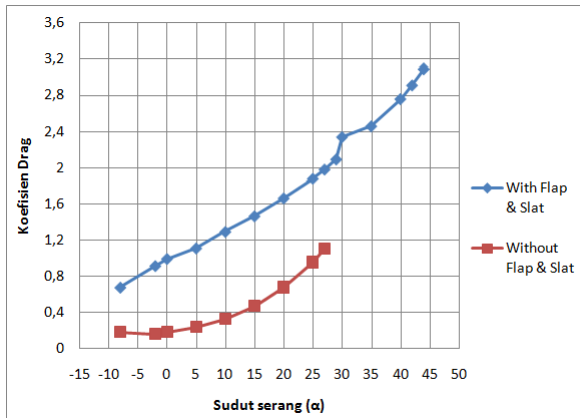
Dari hasil perhitungan koefisien *lift* dan koefisien *drag* dibuat menjadi sebuah grafik hubungan antara koefisien *lift* dan koefisien *drag* terhadap sudut serang pada kedua kondisi airfoil. Hasil grafik tersebut ditampilkan seperti gambar dibawah ini :



Grafik 1. Hubungan antara koefisien *lift* dengan sudut serang hasil perbandingan dengan penelitian Prabhakar (2013)

Dari grafik diatas dapat dilihat bahwa koefisien *lift* yang terjadi pada *airfoil* NACA 2410 sama-sama mengalami peningkatan sampai koefisien *lift* tersebut berada pada sudut serang tertentu dimana koefisien *lift* berada pada kondisi maksimal, untuk *airfoil* yang dilengkapi *flap* dan *slat* koefisien *lift* maksimal berada pada sudut serang 42⁰, dan *airfoil* yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* pada sudut serang 25⁰. Dan setelah itu seiring bertambahnya sudut serang maka koefisien *lift* akan mengalami penurunan. Hal tersebut dinamakan kondisi *stall* dimana *airfoil* kehilangan daya angkat dan gaya hambat semakin besar karena bertambahnya sudut serang.

Hal yang sama juga terjadi pada penelitian yang dilakukan Prabhakar, A. dkk (2013) dengan NACA 2412 yang menunjukkan fenomena grafik yang sama dibanding dengan penelitian yang dilakukan ini. Tetapi pada penelitian Prabhakar didapat untuk koefisien *lift* maksimal berada pada sudut serang 50⁰ pada *airfoil* yang dilengkapi MAV (*Micro Air Vehicle*) dan pada sudut serang 16⁰ pada *airfoil* yang tidak dilengkapi MAV.



Grafik 2. Hubungan antara koefisien Drag dengan sudut serang

Pada grafik 2 airfoil Naca 2410 yang dilengkapi *flap* dan *slat* serta yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* juga mengalami peningkatan koefisien *drag* seiring penambahan sudut serang, tetapi pada sudut serang -2° pada airfoil tanpa *flap* dan *slat* mengalami penurunan koefisien *lift* dan pada sudut 0° mengalami peningkatan koefisien *lift* kembali.

KESIMPULAN

1. Koefisien lift, drag, kontur tekanan & kecepatan

a. Koefisien lift dan drag

Didapat untuk nilai koefisien *lift* maksimal berada ketika posisi airfoil pada sudut serang 42° dengan pengaturan *flap* berada pada sudut 30° dan pengaturan *slat* berada pada jarak x 4% *chord*, dan sudut *slat* -2° . Sedangkan nilai koefisien *drag* terbesar diperoleh pada sudut serang 44° .

b. Kontur tekanan dan kecepatan

Untuk kontur plot tekanan dari hasil simulasi CFD diperoleh bahwa untuk sudut serang yang berbeda-beda dengan tekanan yang sama diperoleh kontur plot tekanan yang berbeda-beda, terlihat bahwa semakin besar sudut serang maka semakin besar pula tekanan yang terjadi pada bawah permukaan airfoil untuk kedua kondisi airfoil. Hal tersebut juga terjadi pada

kontur plot kecepatan, dimana semakin besar sudut serang pada kedua kondisi airfoil maka kecepatan diatas permukaan airfoil juga semakin mengalami peningkatan.

2. Dengan adanya penambahan *flap* dan *slat* pada airfoil NACA 2410 membuktikan bahwa airfoil sayap pesawat akan mengalami peningkatan koefisien *lift* yang signifikan. Tetapi dengan adanya fungsi *flap* dan *slat* juga mengakibatkan koefisien *drag* atau gaya hambat mengalami peningkatan. Oleh karena itu penggunaan *flap* dan *slat* haruslah sesuai kebutuhan dari pesawat tersebut.
3. Berdasarkan Berdasarkan fenomena tersebut, maka *flap* digunakan sebagai penambahan gaya angkat pada saat kecepatan rendah, yang antara lain dimanfaatkan pada saat proses lepas landas dan mendarat. Pada saat proses mendarat dibutuhkan kecepatan *approach* yang rendah tetapi tetap aman, serta efek pengereman yang tinggi. Sehingga dari hasil penelitian pada nomer 1 digunakan ketika pesawat akan melakukan lepas landas, karena nilai koefisien *lift* menunjukkan hasil yang maksimal yaitu pada sudut serang 42° , sedangkan koefisien *drag* berada pada kondisi ideal untuk lepas landas karena sudah melalui proses optimasi pada *flap* dan *slat*.
4. Terjadinya fenomena *vortex* diatas permukaan airfoil, dimana setiap penambahan sudut serang maka *vortex* tersebut akan terus mengalami peningkatan kecepatan sampai pada kondisi koefisien *lift* maksimal.

SARAN

1. Pahami tentang Persamaan *Navier Stokes* dan permodelan *turbulence* sangatlah penting sebagai landasan

sebelum melakukan simulasi dengan software CFD.

2. Diharapkan dalam penelitian selanjutnya bisa menggunakan variasi untuk model *airfoil* NACA yang digunakan, dan memungkinkan juga membandingkan antara *airfoil* NACA yang simetris dengan *airfoil* yang tidak simetris.
3. Dalam melakukan pengaturan *domain* haruslah sangat hati-hati, karena pengaturan tersebut menentukan hasil dari kualitas simulasi.

DAFTAR PUSTAKA

Anderson, John D, Jr. 2007. *Fundamental of Aerodyanims, Fourth Edition*. Mc Graw Hill. Higher Education. NewYork.

Febriyanto, Nofi. 2014. *Studi perbandingan karakteristik airfoil naca 0012 dengan naca 2410 terhadap koefisien lift dan koefisien drag pada berbagai variasi sudut serang dengan CFD*. Universitas Muhammadiyah Surakarta.

Prabhakar, Arvind., Ayush Ohri. (2013). *CFD Analysis on MAV NACA 2412 Wing in High Lift Take-Off Configuration for Enhanced Lift Generation*. Manipal Institute of Technology. Karnataka, India.

R. Munson, Bruce, dkk. 2002. *Mekanika Fluida jilid 2*. Erlangga. Jakarta.

Srikavya, Pavani B., Srinivasa Rao. (2014). *Aerodynamic Cfd Analysis On High-Lift Multi-Element Wing Of Airbus A380*. Iditya Institute of Technology and Management. Tekkali

Schlichting, Hermann. 1979. *Boundary-Layer Theory*, Mc Graw Hill. *Hinger Education*. New york.

Suyitmadi. 2000. *Analisa Kinerja Flap Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat*. Sekolah Tinggi Teknologi Adisucipto.